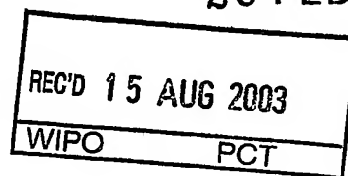


28 FEB 2005



**Prioritätsbescheinigung über die Einreichung
einer Patentanmeldung**

Aktenzeichen: 102 39 952.2

Anmeldetag: 30. August 2002

Anmelder/Inhaber: Honeywell Regelsysteme GmbH, Maintal/DE

Bezeichnung: Satellitenbasiertes Navigationsverfahren

IPC: G 01 S 5/12

Die angehefteten Stücke sind eine richtige und genaue Wiedergabe der ursprünglichen Unterlagen dieser Patentanmeldung.

München, den 14. Juli 2003
Deutsches Patent- und Markenamt
Der Präsident
Im Auftrag

**PRIORITY
DOCUMENT**

SUBMITTED OR TRANSMITTED IN
COMPLIANCE WITH RULE 17.1(a) OR (b)

Agurks

Satellitenbasiertes Navigationsverfahren

5 Die Erfindung betrifft ein satellitenbasiertes Navigationsverfahren zur Bestimmung der Position eines Empfängers durch Ermittlung der Signallaufzeit zwischen vorzugsweise mindestens zwei Satelliten und dem Empfänger.

10 Bei der satellitenbasierten Navigation wird die Signallaufzeit in der Regel zwischen mehreren Satelliten und dem Empfänger bestimmt und daraus die Position des Empfängers berechnet. Für jeden Satelliten i wird dabei aus der Beziehung $c \cdot (T_{\text{Empfänger}} - T_{\text{Sender}})$ die Pseudoentfernung

$$\rho_i = \sqrt{(\bar{x}_i - \bar{x})^2} + c \cdot \Delta t + \varepsilon$$

15 bestimmt, wobei x_i die Position des Satelliten i , x die Position des Empfängers, c die Lichtgeschwindigkeit, Δt der Zeitfehler der Empfängeruhr und ε sonstige Fehler (wie Bahn- und Uhrfehler des Satelliten, atmosphärisch bedingte Laufzeitfehler oder sonstige Messfehler des Empfängers) sind.

20 Im Allgemeinen wird in dem Empfänger aus Kostengründen auf eine hochgenaue Zeitreferenz verzichtet, sodass der dominante Fehler bei der Positionsermittlung der Zeitfehler Δt in der Empfängeruhr ist. Dieser Zeitfehler wird bei der Positionsbestimmung mit berechnet. Für die Positionsbestimmung werden daher
25 mindestens vier Satellitensignale benötigt, um die drei räumlichen Koordinaten und den Zeitfehler zu bestimmen und daraus $T_{\text{Empfänger}}$ zu ermitteln.

30 Durch differentielle Satelliten-Navigationsverfahren können Fehler im Satelliten-segment und atmosphärisch bedingte Laufzeitfehler erkannt und weitgehend kompensiert werden. Wenn redundante Informationen zur Verfügung stehen,

d. h. wenn für eine dreidimensionale Positionsbestimmung mehr als vier Satelliten und für eine eindimensionale, spurgebundene Positionsbestimmung mehr als zwei Satelliten empfangen werden, kann im Empfänger durch RAIM-Algorithmen (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) eine Fehlerselbsterkennung durchgeführt werden, welche Laufzeitfehler der empfangenen Satelliten aufdecken. Werden jedoch gleichzeitig die Signallaufzeiten zu mehreren Satelliten verfälscht, können diese Fehler nicht immer sicher erkannt werden, so dass trotz RAIM-Algorithmus unerkannt falsche Positionsbestimmungen erfolgen können.

Die Aufgabe der vorliegenden Erfindung liegt darin, die Integrität der Positionslösung zu verbessern, d. h. die Wahrscheinlichkeit der Berechnung einer falschen Positionsangabe zu verringern.

Diese Aufgabe wird durch ein satellitenbasiertes Navigationsverfahren der eingangs genannten Art im Wesentlichen dadurch gelöst, dass die Empfangszeit von Satellitensignalen am Empfänger (1, 5) sowohl mittels einer genauen Zeitreferenz in dem Empfänger (1, 5) als auch aus den Satellitensignalen ermittelt und miteinander verglichen wird. Die Ausstattung des Empfängers mit einer Präzisionsuhr, bspw. einer Rubidium-Uhr, stellt eine hochgenaue Zeitreferenz zur Verfügung, um die Empfangszeit sehr genau zu bestimmen. Durch Vergleich von unterschiedlich ermittelten Empfangszeiten kann daher erkannt werden, ob Störungen beim Empfang der Signale vorliegen. Mit dieser Methode können also durch Empfang von mindestens zwei bzw. drei Satellitensignalen bei spurgeführten bzw. flächengebundenen Systemen auch indirekte Signale erkannt werden, die aufgrund von Abschattung des direkten Signals von Satellit zu Empfänger nur über ein reflektiertes Signal empfangen werden. In diesem Fall ist die Pseudoentfernung

$$\rho_i = \sqrt{(\bar{x}_i - \bar{x}_R)^2 + (\bar{y}_i - \bar{y}_R)^2} + \sqrt{(\bar{x}_R - \bar{x})^2 + (\bar{y}_R - \bar{y})^2} + c \cdot \Delta t + \varepsilon$$

entsprechend länger, wobei x_R die Position des Reflektors ist. Wird eine solche Abschattung nicht erkannt und das Signal zur Positionsbestimmung verwendet, führt dies zu einer fehlerhaften Positionsbestimmung. Abhängig von der Position
5 der Satelliten relativ zu dem Empfänger kann mit der vorliegenden Erfindung dagegen der durch die Reflektion bedingte Zeitversatz erkannt werden. Außerdem entfällt der in der Pseudoentfernung p_i dominierende Zeitfehler Δt der Empfängeruhr, sodass die Pseudoentfernung genauer bestimmt wird und ein Empfang von mindestens vier Satellitensignalen für die drei räumlichen Koordinaten
10 und den Zeitfehler nicht mehr nötig ist. In diesem Fall lässt sich eine dreidimensionale Positionsbestimmung bereits mit drei Satellitensignalen realisieren. Falls sich der Empfänger nur entlang einer bekannten Strecke bewegen kann, bspw. bei der Positionsbestimmung für an das Schienennetz gebundene Züge, ist es nach dem herkömmlichen Verfahren bereits ausreichend, nur zwei Unbekannte,
15 nämlich den Streckenkilometer und den Zeitversatz, zu bestimmen. In diesem Fall reichen zur Positionsbestimmung zwei Satelliten aus. Wird der Empfänger dagegen erfindungsgemäß mit einer hochgenauen Uhr ausgestattet, was aus Kostengründen in der Regel unterbleibt, muss der Zeitversatz nicht mehr bestimmt werden, sodass prinzipiell sogar nur ein Satellit pro ermittelter Koordinate ausreichend ist.

Die vorliegende Erfindung betrifft auch ein satellitenbasiertes Navigationsverfahren zur Bestimmung der Position eines Empfängers durch Ermittlung der Signallaufzeit zwischen Satelliten und dem Empfänger, bei dem mindestens zwei Positionslösungen aus der mittels einer genauen Zeitreferenz des Empfängers ermittelten Empfangszeit der Satellitensignale am Empfänger und den Satellitensignalen von mindestens zwei verschiedenen Satelliten ermittelt und miteinander
25 verglichen werden. Insbesondere bei spurgeführten Systemen kann für mindestens zwei Satelliten aus je einem Satellitensignal und der Zeitreferenz des Empfängers eine Positionslösung des Empfängers ermittelt werden. Ähnlich zu dem
30

vorbeschriebenen Verfahren lassen sich dann abhängig von der Position der Satelliten solche Signale erkennen, die nur über indirekte Wege empfangen wurden. Ferner kann eine Kombination der beiden vorbeschriebenen Verfahren vorteilhaft sein.

5

Um durch reflektierte Signale keinen Fehler in der Positionsbestimmung zu erhalten, werden Satellitensignale erfindungsgemäß nur zur Positionsbestimmung herangezogen werden, wenn die Differenz zwischen der aus den Satellitensignalen und der aus der Zeitdifferenz ermittelten Empfangszeit und/oder die Differenz zwischen zwei aus Satellitensignalen ermittelten Positionslösungen einen jeweils vorgebbaren Toleranzwert nicht übersteigt. Der Toleranzwert ergibt sich im Wesentlichen aus den maximalen Pseudoentfernungsfehlern der entsprechenden Satelliten. Wenn dieser Toleranzwert überschritten wird, ist mindestens eines der Signale auf einem indirekten Weg empfangen worden.

10

15

Wenn auch reflektierte Satellitensignale zur Positionsbestimmung herangezogen werden müssen, ist erfindungsgemäß vorgesehen, dass ein Positionsintervall ermittelt wird, wenn die Differenz zwischen der aus den Satellitensignalen und der aus der Zeitreferenz ermittelten Empfangszeit und/oder die Differenz zwischen zwei aus Satellitensignalen ermittelten Positionslösungen einen jeweils vorgegebenen Toleranzwert übersteigt. Damit lässt sich ein Intervall bestimmen, welches die tatsächliche Position enthält, so dass der Benutzer die Unsicherheit in der Positionsbestimmung genau erkennt.

25

Bei einem spurgeführten Empfänger lässt sich das Verfahren besonders vorteilhaft einsetzen, wenn Satellitensignale von zwei Satelliten ausgewertet werden, deren Positionen beim Empfang der Satellitensignale durch einen ersten Winkel ϑ_1 zwischen der Bewegungsrichtung des Empfängers und der Verbindungsrichtung von dem Empfänger zu einem ersten Satelliten in einem Winkelbereich von

30

$0^\circ < \vartheta_1 < 90^\circ$ und durch einen zweiten Winkel ϑ_2 zwischen der Bewegungsrich-

tung des Empfängers und der Verbindungsrichtung von dem Empfänger zu einem zweiten Satelliten in einem Winkelbereich von $90^\circ < \vartheta_2 < 180^\circ$ bestimmt sind. In diesem Fall wird also mindestens je ein Satellit in Vorwärts- und Rückwärtsrichtung empfangen. In diesem Fall kann ein indirektes Satellitensignal, das vor dem Empfang durch den Empfänger von einem beliebigen Reflektor reflektiert wurde, mit Sicherheit erkannt werden.

Dazu werden vorzugsweise zur Bestimmung der Empfangszeit aus den Satellitensignalen des ersten und des zweiten Satelliten der Positions- und der Zeitversatzfehler einer Pseudorangemessung ermittelt. Durch einen Vergleich der ermittelten Empfangszeit und der durch die genaue Zeitreferenz bekannten tatsächlichen Empfangszeit werden indirekte Signale mit Sicherheit erkannt, wenn ein vorgegebener Toleranzwert überschritten wird.

Bei einem flächengebundenen Empfänger, d. h. einem Empfänger, der sich auf einer bestimmten Oberfläche bewegt, werden in einer Ausgestaltung des erfindungsgemäßen Verfahrens Satellitensignale von drei Satelliten ausgewertet, deren Position durch einen ersten Winkel φ_1 für den ersten Satelliten, einen zweiten Winkel φ_2 für den zweiten Satelliten und einen dritten Winkel φ_3 für den dritten Satelliten bestimmt sind, wobei die Winkel die Azimutwinkel der auf die Grundebene eines Koordinatensystems projizierten Verbindungsrichtungen von dem Empfänger zu den jeweiligen Satelliten sind und in den Beziehungen $0^\circ < \varphi_2 - \varphi_1 < 180^\circ$, $0^\circ < \varphi_3 - \varphi_2 < 180^\circ$ und $360^\circ > \varphi_3 - \varphi_1 > 180^\circ$ zueinander stehen. In diesem Fall lassen sich indirekte Signale sicher feststellen.

Dabei liegt die Grundfläche des Koordinatensystems bevorzugt in einer Ebene, die an der Position des Empfängers tangential zu einer Fläche angeordnet ist, auf welcher sich der Empfänger bewegt. In einem solchen Koordinatensystem kann die 0° -Richtung bspw. in Bewegungsrichtung des Körpers liegen. Dieses Koordinatensystem lässt sich eindeutig bestimmen und ist daher für die Be-

zeichnung der Satellitenpositionen besonders geeignet. Allerdings können entsprechende Winkelpositionen auch in anders gewählten Koordinatensystemen festgelegt werden.

5 Auch bei dieser Verfahrensvariante der vorliegenden Erfindung wird die Empfangszeit zur Feststellung von indirekten Signalen besonders zuverlässig aus den Satellitensignalen des ersten, zweiten und dritten Satelliten durch Ermittlung der Positions- und der Zeitversatzfehler einer Pseudorangemessung ermittelt.

10

Um die Integrität der Positionslösungen weiter zu erhöhen, kann ein satellitenbasiertes Integritätssystem, wie bspw. EGNOS oder WAAS, verwendet werden. Ferner können Genauigkeit und Integrität der Positionslösungen durch einen differentiellen Betrieb bspw. mittels DGPS weiter verbessert werden.

15

Nachfolgend werden mit Bezug auf die Zeichnung bevorzugte Verfahrensvarianten des erfindungsgemäßen Verfahrens beschrieben. Dabei ergeben sich weitere Vorteile und Merkmale der vorliegenden Erfindung, auch unabhängig von der Zusammenfassung der Merkmale in den Ansprüchen oder deren Rückbezügen.

Es zeigen:

Fig. 1 die Situation bei der Anwendung des erfindungsgemäßen Verfahrens für einen spurgeführten Empfänger und

25

Fig. 2 die Situation bei der Anwendung des erfindungsgemäßen Verfahrens für einen flächengebundenen Empfänger.

30

In Fig. 1 ist ein Empfänger 1 dargestellt, der sich in der durch einen Pfeil ange-deuteten Richtung entlang einer Spur 2 bewegt. Der Empfänger 1 kann sich

bspw. in einem Zug befinden und empfängt Signale von zwei Satelliten 3, 4, die sich zur Positionsbestimmung des Empfängers 1 auf der Spur 2 im Weltraum befinden. Beide Satelliten 3, 4 senden Satellitensignale aus, die von dem Empfänger 1 empfangen werden. Zusätzlich verfügt der Empfänger 1 über eine nicht dargestellte hochgenaue Zeitreferenz, die die Empfangszeit der Satellitensignale von den Satelliten 3, 4 präzise festlegt. Diese Zeitreferenz kann bspw. eine sehr genaue Rubidium-Uhr sein, welche die Zeit mit einer Genauigkeit von etwa 10^{-11} bis 10^{-9} s bestimmt. Für längere Zeitintervalle kann sich die Genauigkeit verschlechtern, so dass nur größere Fehler der Pseudoentfernungsmessung erkannt werden. Das Messprinzip bleibt jedoch auch in diesem Fall anwendbar. Bei diesem spurgeführten Empfänger 1 hängen der Positionsfehler δx entlang der Spur 2, der Fehler Δt im Zeitversatz und der Pseudorangefehler δR wie folgt zusammen

$$\delta R = c \cdot \Delta t + \cos(\vartheta_i) \cdot \delta x,$$

wobei ϑ_i der Winkel zwischen der Spur 2 und der Richtung von dem Empfänger 1 zu den Satelliten 3, 4 und c die Lichtgeschwindigkeit sind.

Wenn, wie im dargestellten Fall, Satellit 3 in Bezug auf die Position des Empfängers 1 in Vorwärtsrichtung und Satellit 4 in Rückwärtsrichtung liegt, ist es möglich, das Vorhandensein eines indirekten Satellitensignals, das vor dem Empfang in dem Empfänger 1 an einem Reflektor gestreut wurde, festzustellen. Dieses gilt immer dann, wenn der Winkel ϑ_1 zwischen 0° und 90° in Vorwärtsrichtung und der Winkel ϑ_2 zwischen 90° und 180° in Rückwärtsrichtung liegt.

Aus den Satellitensignalen wird durch zwei Pseudorangemessungen die Position entlang der Spur 2 bestimmt, wobei man als Positionsfehler

$$\delta x = \frac{\delta R_1 - \delta R_2}{\cos \theta_1 - \cos \theta_2}$$

5

und als Zeitversatzfehler

$$c \cdot \Delta t = \frac{\cos \theta_1 \cdot \delta R_2 - \cos \theta_2 \cdot \delta R_1}{\cos \theta_1 - \cos \theta_2}$$

10

erhält. Aus dem Zeitversatzfehler wird dann die Empfangszeit des Signals $T_{\text{Empfänger}}$ berechnet. Diese wird mit der durch die hochgenaue Uhr ermittelte Referenzzeit T_{ref} verglichen. Wenn

$$T_{\text{Empfänger}} - T_{\text{Ref}} > \left| \frac{\cos \theta_1 \cdot \varepsilon_{1,\max}}{\cos \theta_1 - \cos \theta_2} \right| + \left| \frac{\cos \theta_2 \cdot \varepsilon_{2,\max}}{\cos \theta_1 - \cos \theta_2} \right| + \varepsilon_{R,\max}$$

15

gilt, ist mindestens eines der beiden Satellitensignale auf einem indirekten Weg empfangen worden, wobei $\varepsilon_{1,\max}$ und $\varepsilon_{2,\max}$ die Maximalwerte der Pseudoentfernungsfehler und $\varepsilon_{R,\max}$ der maximale Fehler der Zeitreferenz ist sind. Diese werden durch Satellitenfehler, atmosphärische Effekte und Empfängerfehler (ausgenommen der Uhrzeit) verursacht und hängen von dem verwendeten Empfänger 1 und bei differentiellen Navigationsverfahren zusätzlich vom Abstand zu der bzw. den Referenzstation(en) ab. Eine aus einem indirekten Satellitensignal berechnete Position wäre in der Regel falsch.

20

25

Alternativ oder ergänzend zu den zuvor geschilderten Verfahren lässt sich für jeden Satelliten 3, 4 aus der Pseudoentfernung und der genauen Zeitreferenz des Empfängers 1 die Position entlang der Strecke 2 berechnen. Indirekte Sa-

tellitensignale von dem Satelliten 3 in Vorwärtsrichtung führen dabei zu einem Positionsfehler in Rückwärtsrichtung. Umgekehrt rufen indirekte Signale von dem Satelliten 4 in Rückwärtsrichtung einen Positionsfehler in Vorwärtsrichtung hervor.

5

Falls für den Satelliten 3 in Vorwärtsrichtung und den Satelliten 4 in Rückwärtsrichtung die Differenz der Positionen

$$\left| \frac{\varepsilon_{1, \max} + \varepsilon_{R, \max}}{\cos \theta_1} \right| + \left| \frac{\varepsilon_{2, \max} + \varepsilon_{R, \max}}{\cos \theta_2} \right|$$

10

überschreitet, liegt mindestens ein indirektes Signal vor, das zu einer falschen Positionsbestimmung führen kann.

15

Wenn indirekte Satellitensignale bei einem spurgeführten Empfänger 1 in jedem Fall festgestellt werden sollen, ist bei den für das Navigationsverfahren heranzuziehenden Satellitensignalen der Satelliten 3, 4 darauf zu achten, dass der Winkel θ_1 zu dem Satelliten 3 im Bereich zwischen 0° und 90° und der Winkel θ_2 zu dem Satelliten 4 im Bereich zwischen 90° und 180° liegt. Signale von Satelliten, die jeweils beide in Vorwärts- oder Rückwärtsrichtung positioniert sind, werden in diesem Fall für das Navigationsverfahren nicht zusammen herangezogen.

20

25

Alternativ kann das Verfahren so ausgestaltet sein, dass die Positionsbestimmung mit zwei beliebigen Satellitensignalen durchgeführt wird und - falls ein Satellit 3 in Vorwärts- und ein Satellit 4 in Rückwärtsrichtung liegt - zusätzlich die Prüfung auf indirekte Signale durchgeführt wird.

Im Fall von redundanten Satellitensignalen lassen sich auch durch geeignete Kombination zweier Satelliten 3, 4, von welchen ein Satellit in Vorwärts- und

einer in Rückwärtsrichtung liegt, die Satelliten 3, 4 bestimmen, welche nur über indirekte Wege empfangen wurden. Diese können dann bei der Bestimmung der Positionslösung außer Acht gelassen werden.

5 Falls es nicht möglich ist, die Satelliten 3, 4 eindeutig zu identifizieren, welche direkt empfangen wurden, lässt sich jedoch ein Intervall bestimmen, welches die tatsächliche Position enthält. Dieses Streckenintervall kann wie nachfolgend beschrieben ermittelt werden.

10 Für einen Satelliten 3 in Vorwärtsrichtung und einen Satelliten 4 in Rückwärtsrichtung werden aus der Pseudoentfernung und der Zeitreferenz zwei Positionen P1 und P2 entlang der Strecke berechnet, wobei $P1 > P2$ ist. Dann enthält das Intervall

15
$$\left[P_2 - \left| \frac{\varepsilon_{2,\max} + \varepsilon_{R,\max}}{\cos \theta_2} \right|, P_1 + \left| \frac{\varepsilon_{1,\max} + \varepsilon_{R,\max}}{\cos \theta_1} \right| \right]$$

die tatsächliche Position.

20 Ein entsprechendes Verfahren ist in Fig. 2 für einen Empfänger 5 dargestellt, der sich in der durch einen Pfeil angedeuteten Richtung auf einer Fläche 6 bewegt. Diese Empfänger 5 erhält Satellitensignale von Satelliten 7, 8 und 9, wobei der Empfänger 5 durch eine nicht dargestellte hochgenaue Zeitreferenz die Empfangszeit der Satellitensignale sehr genau bestimmen kann. Die Genauigkeit der Zeitreferenz liegt typischerweise wieder in demselben Bereich.

25 Falls beim Empfang der Satellitensignale die Position der Satelliten 7, 8, 9 durch einen ersten Winkel φ_1 für den ersten Satelliten 7, einen zweiten Winkel φ_2 für den zweiten Satelliten 8 und einen dritten Winkel φ_3 für den dritten Satelliten 9 bestimmt sind, wobei die Winkel φ_1 , φ_2 , φ_3 die Azimutwinkel der auf die
30 Grundebene 10 eines Koordinatensystems projizierten Verbindungsrichtungen

ebene 10 eines Koordinatensystems projizierten Verbindungsrichtungen von dem Empfänger 5 zu den jeweiligen Satelliten 7, 8, 9 sind und in den Beziehungen $0^\circ < \varphi_2 - \varphi_1 < 180^\circ$, $0^\circ < \varphi_3 - \varphi_2 < 180^\circ$ und $360^\circ > \varphi_3 - \varphi_1 > 180^\circ$ zueinander stehen. Die Grundfläche 10 des Koordinatensystems liegt dabei in einer Ebene, die an der Position des Empfängers 5 tangential zu der Bewegungsfläche 6 des Empfängers 5 steht. Dabei werden die Satelliten 7, 8, 9 so sortiert, dass $0^\circ \leq \varphi_1 < \varphi_2 < \varphi_3 < 360^\circ$ gilt.

Bestimmt man in dieser Konstellation durch drei Pseudorangemessungen die Position des Empfängers 5 auf der Fläche 6, erhält man als Zeitversatzfehler

$$c \cdot \Delta t = \frac{|x_1^p| \cdot |x_2^p| \cdot \sin(\varphi_2 - \varphi_1) \cdot \delta R_3 + |x_2^p| \cdot |x_3^p| \cdot \sin(\varphi_3 - \varphi_2) \cdot \delta R_1 + |x_3^p| \cdot |x_1^p| \cdot \sin(\varphi_1 - \varphi_3) \cdot \delta R_2}{|x_1^p| \cdot |x_2^p| \cdot \sin(\varphi_2 - \varphi_1) + |x_2^p| \cdot |x_3^p| \cdot \sin(\varphi_3 - \varphi_2) + |x_3^p| \cdot |x_1^p| \cdot \sin(\varphi_1 - \varphi_3)},$$

wobei \hat{x}_i ein Einheitsvektor in Richtung von dem Empfänger 5 zu einem der Satelliten 7, 8, 9 ($i=1, 2, 3$) ist, x_i^p die Projektion von \hat{x}_i auf die Grundebene 10 und φ_i der Azimutwinkel von x_i^p in der Grundebene 10 ist. Dabei ist das dreidimensionale Kugelkoordinatensystem so gelegt, dass die x-Richtung in Bewegungsrichtung des Empfängers 5 und die z-Richtung normal zu der Grundfläche 10 verläuft. Aus dem Zeitversatzfehler wird dann die Empfangszeit $T_{\text{Empfänger}}$ bestimmt und mit der Referenzzeit T_{Ref} verglichen. Falls

$$T_{\text{Empfänger}} - T_{\text{Ref}} > \frac{|x_1^p| \cdot |x_2^p| \cdot \sin(\varphi_2 - \varphi_1) \cdot \varepsilon_{3,\max} + |x_2^p| \cdot |x_3^p| \cdot \sin(\varphi_3 - \varphi_2) \cdot \varepsilon_{1,\max} + |x_3^p| \cdot |x_1^p| \cdot \sin(\varphi_1 - \varphi_3) \cdot \varepsilon_{2,\max}}{|x_1^p| \cdot |x_2^p| \cdot \sin(\varphi_2 - \varphi_1) + |x_2^p| \cdot |x_3^p| \cdot \sin(\varphi_3 - \varphi_2) + |x_3^p| \cdot |x_1^p| \cdot \sin(\varphi_1 - \varphi_3)} + \varepsilon_{R,\max}$$

gilt, ist mindestens eines der drei Satellitensignale auf einem indirekten Weg empfangen worden.

Wenn redundante Satellitensignale vorhanden sind, können durch geeignete Kombination von jeweils drei Satelliten 7, 8 und 9, welche die vorgenannten Positionsbedingungen erfüllen, diejenigen Satelliten bestimmt werden, welche nur über indirekte Wege empfangen wurden. Diese Satelliten können dann bei der Bestimmung der Positionslösung außer Acht gelassen werden.

Bei einer geeigneten Position der Satelliten 3, 4 bzw. 7, 8, 9 können mit dem Navigationsverfahren der vorliegenden Erfindung solche Satellitensignale aufgespürt werden, die nicht direkt von einem der Satelliten 3, 4, 7, 8, 9 bei einem Empfänger 1, 5 empfangen wurden, sondern nur auf einem indirekten Weg über einen Reflektor in den Empfänger 1, 5 gelangt sind. Dadurch wird die Integrität des Navigationsverfahrens erhöht. Diese Fehler können durch differentiellen Betrieb oder satellitenbasierte Integritätssysteme nicht erkannt werden.

Daher kann das erfindungsgemäße Verfahren allgemein besonders gut zur Positionsberechnung bei der Land- und Seenavigation verwendet werden. Eine besondere Verwendung liegt beim Schienenverkehr in der Ermittlung von Vertrauensintervallen sowie bei sämtlichen Anwendungen, für die eine besondere Zuverlässigkeit erforderlich ist, wie bspw. Dockingverfahren von Schiffen, Flugzeugen oder dgl. Fahrzeugen.

Bezugszeichenliste:

	1	Empfänger
	2	Spur
5	3	Satellit
	4	Satellit
	5	Empfänger
	6	Fläche
	7	Satellit
10	8	Satellit
	9	Satellit
	10	Grundebene

Patentansprüche:

1. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren zur Bestimmung der Position eines Empfängers (1, 5) durch Ermittlung der Signallaufzeit zwischen Satelliten (3, 4, 7, 8, 9) und dem Empfänger (1, 5), **dadurch gekennzeichnet**, dass die Empfangszeit von Satellitensignalen am Empfänger sowohl mittels einer genauen Zeitreferenz in dem Empfänger (1, 5) als auch aus den Satellitensignalen ermittelt und miteinander verglichen wird.
2. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren zur Bestimmung der Position eines Empfängers (1, 5) durch Ermittlung der Signallaufzeit zwischen Satelliten (3, 4, 7, 8, 9) und dem Empfänger (1, 5), **dadurch gekennzeichnet**, dass mindestens zwei Positionslösungen aus der mittels einer genauen Zeitreferenz des Empfängers (1, 5) ermittelten Empfangszeit der Satellitensignale am Empfänger (1, 5) und mindestens je einem Satellitensignal von verschiedenen Satelliten ermittelt und miteinander verglichen werden.
3. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach Anspruch 2, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Empfangszeit der Satellitensignale am Empfänger (1, 5) sowohl mittels einer genauen Zeitreferenz in dem Empfänger (1, 5) als auch aus den Satellitensignalen ermittelt und miteinander verglichen wird.
4. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass Satellitensignale nur zur Positionsbestimmung herangezogen werden, wenn die Differenz zwischen der aus den Satellitensignalen und der aus der Zeitreferenz ermittelten Empfangszeit und/oder die Differenz zwischen zwei aus Satellitensignalen ermittelten Positionslösungen einen jeweils vorgebbaren Toleranzwert nicht übersteigt.

5. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass ein Positionsintervall ermittelt wird, wenn die Differenz zwischen der aus den Satellitensignalen und der aus der Zeitreferenz ermittelten Empfangszeit und/oder die Differenz zwischen zwei aus
5 Satellitensignalen ermittelten Positionslösungen einen jeweils vorgebbaren Toleranzwert übersteigt.

6. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, insbesondere für einen spurgeführten Empfänger (1), **dadurch gekennzeichnet**, dass Satellitensignale von zwei Satelliten (3, 4) ausgewertet werden, deren Position durch einen ersten Winkel ϑ_1 zwischen der Bewegungsrichtung des Empfängers (3) und der Verbindungsrichtung von dem Empfänger (1) zu einem ersten Satelliten (3) in einem Winkelbereich von $0^\circ < \vartheta_1 < 90^\circ$ und durch einen zweiten Winkel ϑ_2 zwischen der Bewegungsrichtung des Empfängers (1) und der Verbindungsrichtung von dem Empfänger (1) zu einem zweiten Satelliten (4) in einem Winkelbereich von $90^\circ < \vartheta_2 < 180^\circ$ bestimmt ist.
15

7. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet**, dass zur Bestimmung der Empfangszeit aus den Satellitensignalen eines ersten und eines zweiten Satelliten (3, 4) der Positions- und der Zeitversatzfehler einer Pseudorangemessung ermittelt wird.

8. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, insbesondere für einen flächegebundenen Empfänger (5), **dadurch gekennzeichnet**, dass Satellitensignale von drei Satelliten (7, 8, 9) ausgewertet werden, deren Positionen durch einen ersten Winkel φ_1 für den ersten Satelliten (7), einen zweiten Winkel φ_2 für den zweiten Satelliten (8) und einen dritten Winkel φ_3 für den dritten Satelliten (9) bestimmt sind, wobei die Winkel $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ die Azimutwinkel der auf die Grundebene (10) eines Koordinatensystems projizierten Verbindungsrichtungen von dem Empfänger (5) zu den jeweili-
25
30

gen Satelliten (7, 8, 9) sind und in den Beziehungen $0^\circ < \varphi_2 - \varphi_1 < 180^\circ$, $0^\circ < \varphi_3 - \varphi_2 < 180^\circ$ und $360^\circ > \varphi_3 - \varphi_1 > 180^\circ$ zueinander stehen.

5 9. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach Anspruch 8, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Grundebene (10) des Koordinatensystems in einer Ebene liegt, die an der Position des Empfängers (5) tangential zu einer Fläche (6) angeordnet ist, auf welcher sich der Empfänger (5) bewegt.

10 10. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach Anspruch 8 oder 9, **dadurch gekennzeichnet**, dass zur Bestimmung der Empfangszeit aus den Satellitensignalen eines ersten, zweiten und dritten Satelliten (7, 8, 9) der Positions- und der Zeitversatzfehler einer Pseudorangemessung ermittelt wird.

15 11. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass zur Erhöhung der Integrität der Positionslösung ein satellitenbasiertes Integritätssystem verwendet wird.

12. Satellitenbasiertes Navigationsverfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass zur Erhöhung der Genauigkeit und Integrität der Positionslösungen ein differentieller Betrieb vorgesehen ist.

1/1

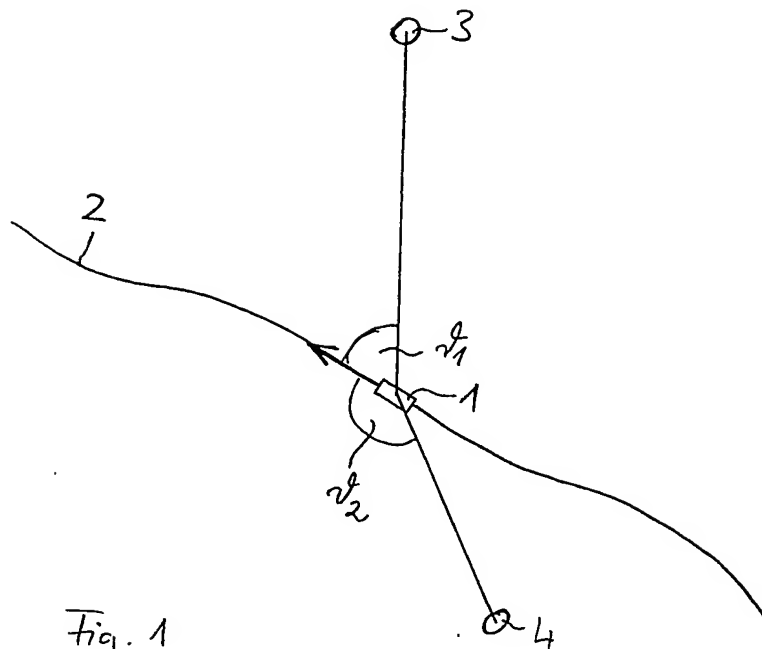


Fig. 1

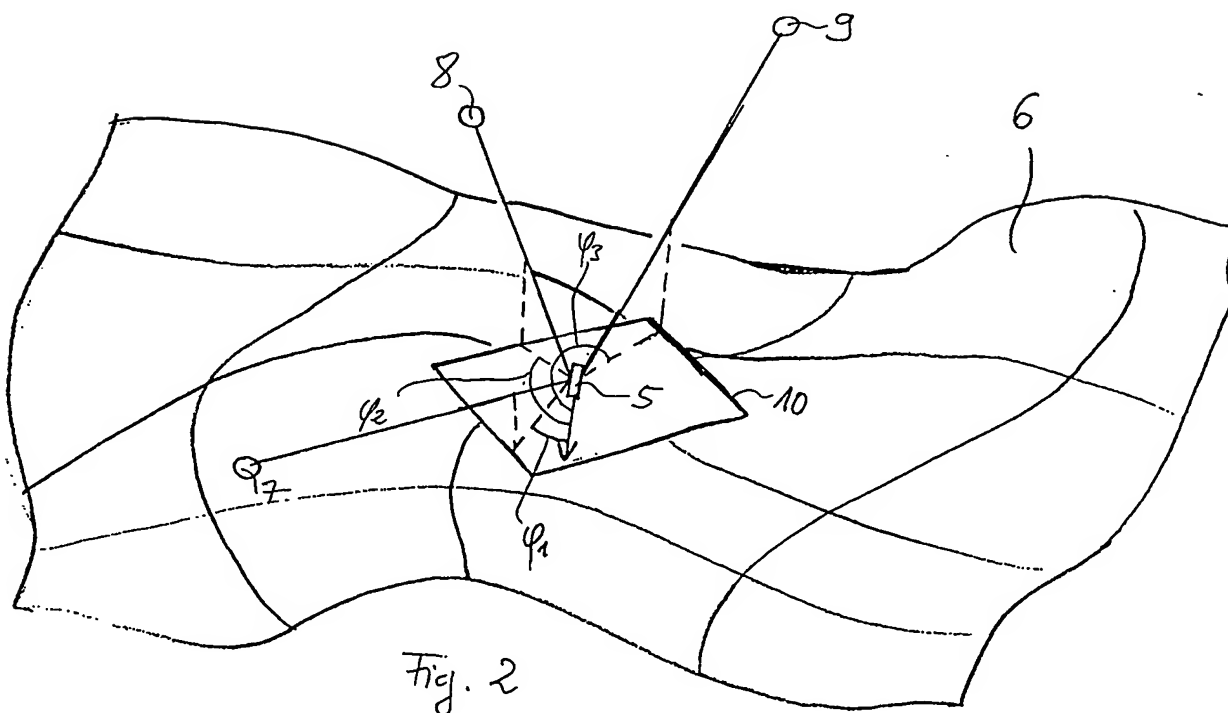


Fig. 2

Honeywell Regelsysteme GmbH
Honeywellstraße 2 - 6

63477 Maintal

Zusammenfassung:

Satellitenbasiertes Navigationsverfahren zur Bestimmung der Position des Empfängers 1 durch Ermittlung der Signallaufzeit zwischen Satelliten 3, 4 und dem Empfänger 1. Bei dem Verfahren wird entweder die Empfangszeit von Satellitensignalen am Empfänger 1 sowohl mittels einer genauen Zeitreferenz in dem Empfänger 1 als auch aus den Satellitensignalen ermittelt und miteinander verglichen oder es werden mindestens zwei Positionslösungen aus der mittels einer genauen Zeitreferenz des Empfängers 1 ermittelten Empfangszeit der Satellitensignale am Empfänger 1 und mindestens je einem Satellitensignal von verschiedenen Satelliten ermittelt und miteinander verglichen. (Fig. 1)